



(Cited in Specification)

⑬ BUNDESREPUBLIK  
DEUTSCHLAND



DEUTSCHES  
PATENTAMT

⑫ Patentschrift  
⑩ DE 196 51 543 C 1

⑤ Int. Cl.<sup>8</sup>:  
G 01 C 21/16  
G 01 C 21/00

⑲ Aktenzeichen: 196 51 543.2-52  
⑳ Anmeldetag: 11. 12. 96  
㉑ Offenlegungstag: -  
㉒ Veröffentlichungstag  
der Patenterteilung: 9. 7. 98

DE 196 51 543 C 1

Innerhalb von 3 Monaten nach Veröffentlichung der Erteilung kann Einspruch erhoben werden

⑦③ Patentinhaber:  
Litef GmbH, 79115 Freiburg, DE

⑦④ Vertreter:  
TER MEER STEINMEISTER & Partner GbR  
Patentanwälte, 81679 München

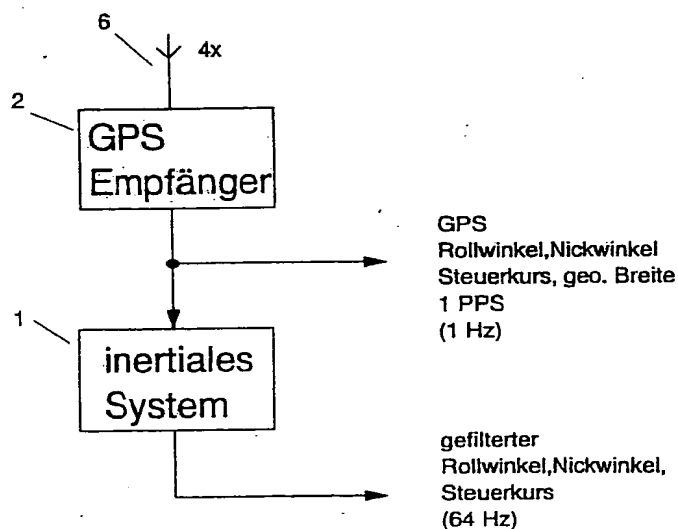
⑦② Erfinder:  
Krings, Manfred, Dipl.-Ing., 79232 March, DE

⑤⑥ Für die Beurteilung der Patentfähigkeit in Betracht  
gezogene Druckschriften:

US 47 54 280  
EP 02 24 602 A1  
WO 96 08 730 A1

⑤④ Inertiale Kurs-/Lagereferenz mit GPS Kurs-/Lagewinkelstützung

⑤⑦ Das Referenzsystem für Kurs- und Lagewinkel besteht  
aus einem inertialen System (1) mit analytischer Platt-  
form und einem GPS-Empfänger (2) zur Stützung des  
inertialen Systems (1). Die Kurs- und Lagewinkel der ana-  
lytischen Plattform des inertialen Systems (1) werden  
durch Kurs- und Lagewinkel des GPS-Empfängers (2) ge-  
stützt.



DE 196 51 543 C 1

Die Erfindung betrifft ein Referenzsystem für Kurs- und Lagewinkel, bestehend aus einem inertialen System, das eine analytische Plattform aufweist, und einem GPS-Empfänger zur Stützung des inertialen Systems. Unter dem Begriff "analytische Plattform" werden hier in erster Linie Strapdown-Systeme (ST-Systeme) verstanden, bei denen im Gegensatz zur "mechanischen Plattform" die dort vorhandene Mechanik durch Berechnung im Systemrechner nachgebildet wird.

Referenzsysteme, die mit einem GPS-Empfänger arbeiten, sind in der Lage, den Steuerkurs und die Lagewinkel eines Fahrzeuges oder Fluggerätes auch auf langen Missionen genau zu bestimmen. Hier besteht jedoch der Nachteil, daß die GPS-Information aufgrund einer sehr dynamischen Umgebung und von Mehrwegeeffekten kurzzeitig verstümmelt oder unterbrochen sein kann, beispielsweise können Unterbrechungen bis zu 8 Minuten auftreten.

Im Vergleich mit einem GPS-System bestimmt ein Inertialsystem den Steuerkurs und die Lagewinkel auch in einer sehr dynamischen Umgebung bei hoher Datenauffrischungsrate sehr genau. Aufgrund von Instrumentenfehlern ist hier jedoch die Langzeitgenauigkeit beschränkt, wodurch das Inertialsystem in der Regel nur für kurze Missionen einsetzbar ist. Zur Verbesserung der Langzeitgenauigkeit ist es bekannt, inertielle Systeme durch externe Messungen zu stützen. Referenzsysteme für Kurs- und Lagewinkel können z. B. durch Kurs- und Lagewinkel gestützt werden, die von einem Magnetfeldsensor und einer Libelle erhalten werden. Nachteilig ist hier jedoch z. B. die Abhängigkeit der Libelle von Beschleunigungen und die dadurch entstehende Ungenauigkeit.

Für das sich ergebende Problem, den Steuerkurs und die Lagewinkel auch bei langen Missionen ohne Unterbrechungen mit einer hohen Datenauffrischungsrate genau zu bestimmen, ist es bekannt, das inertielle System mit einem GPS-Empfänger zu stützen (zu überwachen), wobei hier die Stützung mittels der GPS-Position und -Geschwindigkeit erfolgt. Dieses kombinierte System bietet jedoch insofern keine optimale Lösung, als die GPS-Position und -Geschwindigkeit im inertialen System nicht direkt zur Stützung der Kurs- und Lagewinkel herangezogen werden können. In der Regel werden hierbei die GPS-Daten zur Stützung eines in einem Kalmanfilter eingebundenen Systemmodells verwendet, wobei die GPS-Daten über einen längeren Zeitraum verfügbar sein müssen. Auch benötigen diese Systeme neben den Drehratensensoren (Kreisel) noch Beschleunigungsmesser.

Ein hierzu ähnliches System ist in der WO 96/08730 A1 beschrieben. Hier werden zwei GPS-Empfänger und zwei Antennen zur Bestimmung des Kurses eingesetzt. Die Lagewinkel werden mit den GPS-Empfängern nicht bestimmt. In einem Kalman-Filter werden anschließend aus dem über die GPS-Empfänger berechneten Kurs und aus inertialen Messungen (Drehraten, Beschleunigungen) die Lagewinkel und der Kurs berechnet. Die hier angegebene Verknüpfung der Signale beider Systeme, GPS- und Inertialsystem, ist sehr aufwendig, wobei in dem angegebenen System keine volle Redundanz gewährleistet ist, da das eingesetzte GPS-System keine Kurs- und Lagewinkelinformation liefert und in dem angegebenen Kalman-Filter weiter keine einfache Verknüpfung von zusätzlichen Signalen möglich ist.

Nach der US 4,754,280 werden drei oder mehr GPS-Empfänger zur Berechnung der Kurs- und Lagewinkel eingesetzt, die unter Benutzung von inertialen Messungen in einem Kalman-Filter gefiltert werden, wodurch wiederum genauere Kurs- und Lagewinkel berechnet werden. Auch hier

werden als inertielle Messungen Beschleunigungssignale benötigt. Das vorgeschlagene Verfahren wählt eine komplizierte Verknüpfung von Kurs- und Lagewinkeln beider Systeme mittels eines Kalman-Filters, wodurch eine hohe Störanfälligkeit entsteht.

Der Erfindung liegt die Aufgabe zugrunde, ein Referenzsystem für Kurs- und Lagewinkel anzugeben, das langfristig die Lagewinkel und den Steuerkurs von Fahrzeugen und Fluggeräten genau und ohne Unterbrechungen mit einer hohen Datenauffrischungsrate bestimmen kann.

Der Erfindung liegt die Erkenntnis zugrunde, daß Inertialsysteme grundsätzlich in der Lage sind, Kurs- und Lagewinkel mit einer hohen Datenauffrischungsrate für eine begrenzte Zeit sehr genau zu halten, und daß spezielle GPS-Empfänger mit mehreren Antennen in der Lage sind, den Kurs- und Lagewinkel zu ermitteln und zur Stützung des inertialen Systems bereitzustellen.

Das erfindungsgemäße Referenzsystem für Kurs- und Lagewinkel, bestehend aus einem inertialen System, das eine analytische Plattform aufweist, und einem GPS-Empfänger zur Stützung des inertialen Systems, wobei Kurs- und Lagewinkel der analytischen Plattform des inertialen Systems durch Kurs- und Lagewinkel des GPS-Empfängers (2) gestützt werden, ist erfindungsgemäß dadurch gekennzeichnet, daß das inertielle System einen Kalman-Filter aufweist, das aus den durch einen inertialen Sensor über die analytische Plattform gewonnenen Kurs- und Lagewinkeln Korrekturbewertungen zur Plattformrechnung liefert, wodurch wiederum mit neuen vom inertialen Sensor gelieferten Werten über die analytische Plattform neue Kurs- und Lagewinkel berechnet werden, und die über den GPS-Empfänger bereitgestellten Kurs- und Lagewinkel von den vom inertialen System gewonnenen Kurs- und Lagewinkeln subtrahiert werden und das Kalman-Filter die Korrekturbewertungen zur Plattformrechnung aus diesen Differenzen bildet.

Durch diese Lösung ergibt sich eine hochgenaue Kurs-/Lagereferenz, die unabhängig von Beschleunigungen ist und die gewünschte Information kontinuierlich mit hoher Bandbreite bereitstellt.

Vorteilhafte Ausgestaltungen und Weiterbildungen des erfindungsgemäßen Referenzsystems sind in den Unteransprüchen definiert.

Weiterhin erfindungsgemäß werden die Kurs- und Lagewinkel des inertialen Systems und des GPS-Empfängers durch ein im inertialen System vorhandenes Kalman-Filter vereinigt, wodurch ein optimal gefilterter Steuerkurs und eine optimal gefilterte Fluglage erhalten werden.

Die Erfindung und vorteilhafte Einzelheiten werden nachfolgend unter Bezug auf die Zeichnung in prinzipieller Ausführungsform näher erläutert. Es zeigen:

Fig. 1 das Blockschaltbild des prinzipiellen Aufbaus eines erfindungsgemäßen Referenzsystems; und

Fig. 2 ein der Fig. 1 entsprechendes Prinzipschaltbild des erfindungsgemäßen Referenzsystems.

Die Fig. 1 zeigt in zwei Schaltungsblöcken die wesentlichen Komponenten des erfindungsgemäßen Referenzsystems. Vom inertialen System 1 wird die gefilterte Fluglage und der gefilterte Steuerkurs mit einer Taktfrequenz von 64 Hz ausgegeben. Zur Stützung des inertialen Systems wird vom GPS-Empfänger 2, der vier Antennen 6 aufweist, der Hängewinkel/Rollwinkel, der Längsneigungswinkel/Nickwinkel, der Steuerkurs und die geographische Breite an das inertielle System angelegt. Diese Werte werden vom GPS-Empfänger 2 mit einer Taktfrequenz von 1 Hz an das inertielle System 1 übertragen. Die geographische Breite wird von dem inertialen System 1 zur Berechnung und Kompensation der Erddrehrate verwendet. Zur Synchronisation von GPS- und Inertial-Daten wird der GPS-PPS-Zeit-

puls benutzt, d. h. es werden nur die zeitgleichen zum PPS-Zeitpuls zugehörigen Inertial- und GPS-Daten einander zugeordnet.

Mit der Ausgabe der gefilterten inertialen Daten wird gleichzeitig das Datenalter bezogen auf den letzten PPS-Zeitpuls mit ausgegeben.

Die Stützung mit einem Magnetfeldsensor und einer Libelle, die in herkömmlichen inertialen Systemen eingesetzt wird, kann bei einem Ausfall des GPS-Empfängers 2 als Ersatzlösung verwendet werden.

Die Fig. 2 zeigt das Prinzipschaltbild des erfindungsge-  
mäßigen Referenz-Systems. Das inertielle System 1 wird  
durch einen faseroptischen Kreisel 8 (FOG) als inertialen  
Sensor, der Fehlerkompensationseinheit 11 und einem Spei-  
cher 12 für Kalibrierungskonstanten zur Fehlerkompensa-  
tion, sowie eine Recheneinheit für die Plattformrechnung  
des als analytische Plattform ausgelegten inertialen Systems  
gebildet. Die Recheneinheit setzt sich aus einer Quaterni-  
ons- und Integrationsstufe 3, die die fehlerkompensierten  
Werte des FOG 8 empfängt, einer dieser nachgeschalteten  
Transformationsstufe 4 und einer dieser nachgeschalteten  
Eulerwinke-Extraktionsstufe 5 zusammen, die die Kurs-  
und Lagewinkel ausgibt.

Die errechneten Kurs- und Lagewinkel werden einerseits  
als Steuerkurs und Lagewinkel mit einer Taktfrequenz von  
64 Hz vom inertialen System ausgegeben. Andererseits be-  
aufschlagt der Hängewinkel/Rollwinkel, der Längsnei-  
gungswinkel/Nickwinkel und der Steuerkurs ein Kalman-  
Filter 7, welches daraus Korrekturbewertungen für die Qua-  
ternions- und Integrationsstufe 3 erzeugt. Zur Stützung des  
Inertialen Systems liefert der mit vier Antennen 6 ausgestat-  
tete GPS-Empfänger 2 ebenfalls einen Hängewinkel/Roll-  
winkel, einen Längsneigungswinkel/Nickwinkel und einen  
Steuerkurs an das Kalman-Filter 7. Diese vom GPS-Emp-  
fänger 2 bereitgestellten Werte beeinflussen die Korrektur-  
bewertungen für die Quaternions- und Integrationsstufe 3  
und damit den vom inertialen System ausgegebenen Steuer-  
kurs und die ausgegebene Fluglage.

Der GPS-Empfänger 2 liefert weiter Gültigkeitswerte an  
eine Abschaltlogik 9. Sollte durch den GPS-Empfänger 2  
festgestellt werden, daß keine gültigen Daten abgegeben  
werden oder der Datenfluß unterbrochen ist, so werden  
durch den GPS-Empfänger 2 solche Gültigkeitswerte an die  
Abschaltlogik 9 angelegt, daß diese die an das Kalman-  
Filter 8 angelegten Daten unterbricht. Die vom GPS-Emp-  
fänger 2 gelieferten Hängewinkel/Rollwinkel, Längsnei-  
gungswinkel/Nickwinkel und Steuerkurswerte werden jeweils  
von den entsprechenden von einer Eulerwinkel-Extraktions-  
stufe 5 erzeugten Werten abgezogen, und die Differenzwerte  
werden jeweils an eine separate Filterstufe des Kalmanfil-  
ters 7 für jeden Differenzwert angelegt bzw. nicht angelegt.  
Der GPS-Empfänger 2 stellt die geographische Breite be-  
reit, mit der durch eine Recheneinheit 10 für die Erd-  
drehung ein weiterer Korrekturwert für die Quaternions-  
und Integrationsstufe 3 gebildet wird.

#### Patentansprüche

1. Referenzsystem für Kurs- und Lagewinkel, beste-  
hend aus einem inertialen System (1) mit analytischer  
Plattform und einem GPS-Empfänger (2) zur Stützung  
des inertialen Systems (1), wobei Kurs- und Lagewin-  
kel der analytischen Plattform des inertialen Systems  
(1) durch Kurs- und Lagewinkel des GPS-Empfängers  
(2) gestützt werden, dadurch gekennzeichnet,  
daß das inertielle System (1) ein Kalman-Filter (7) auf-  
weist, das derart ausgebildet ist, daß es aus den durch  
einen inertialen Sensor (8) über die analytische Platt-

form gewonnenen Kurs- und Lagewinkeln Korrektur-  
bewertungen zur Plattformrechnung liefert, wodurch  
widerum mit neuen vom inertialen Sensor (8) gelie-  
ferten Werten über die analytische Plattform neue  
Kurs- und Lagewinkel berechnet werden, und  
daß die über den GPS-Empfänger (2) bereitgestellten  
Kurs- und Lagewinkel von den vom inertialen System  
(1) gewonnenen Kurs- und Lagewinkeln subtrahiert  
werden und das Kalman-Filter (7) die Korrekturbewer-  
tungen zur Plattformrechnung aus diesen Differenzen  
bildet.

2. Referenzsystem nach Anspruch 1, dadurch gekenn-  
zeichnet, daß mit dem GPS-Empfänger (2) die Kurs-  
und Lagewinkel aus den Empfangssignalen mehrerer  
Antennen (6) ermittelbar sind.

3. Referenzsystem nach Anspruch 2, dadurch gekenn-  
zeichnet, daß der GPS-Empfänger (2) mit vier Anten-  
nen (6) verbunden ist.

4. Referenzsystem nach einem der vorstehenden An-  
sprüche, dadurch gekennzeichnet, daß als Aushilfssy-  
stem für den GPS-Empfänger (2) ein Magnetfeldsensor  
und eine Libelle vorgesehen sind.

5. Referenzsystem nach einem der vorstehenden An-  
sprüche, dadurch gekennzeichnet, daß GPS-Empfänger  
(2) durch den Kurs- und Lagewinkel, die geographi-  
sche Breite und Gültigkeitswerte an das inertielle Sy-  
stem (1) bereitstellbar sind.

6. Referenzsystem nach einem der vorstehenden An-  
sprüche, dadurch gekennzeichnet, daß die dem inertia-  
len System (1) durch den GPS-Empfänger (2) zur Stüt-  
zung bereitgestellten Kurs- und Lagewinkel über das  
Kalman-Filter (7) in das inertielle System (1) einkop-  
pelbar sind.

7. Referenzsystem nach einem der vorstehenden An-  
sprüche in Verbindung mit Anspruch 5, dadurch ge-  
kennzeichnet, daß eine Abschaltlogik (9) vorgesehen  
ist, die durch die vom GPS-Empfänger (2) zur Verfü-  
gung gestellten Gültigkeitswerte entscheidet, ob die  
gebildeten Differenzen an das Kalman-Filter (7) ange-  
legt werden.

8. Referenzsystem nach einem der vorstehenden An-  
sprüche, dadurch gekennzeichnet, daß die über den  
GPS-Empfänger (2) bereitgestellte geographische  
Breite an eine Berechnungsvorrichtung (10) für die  
Erddrehung führbar ist, durch die eine weitere Korrektur-  
bewertung zur Plattformrechnung bereitgestellt  
wird.

9. Referenzsystem nach einem der vorstehenden An-  
sprüche, dadurch gekennzeichnet, daß eine Rechne-  
inheit (3, 4, 5) der analytischen Plattform aus einer  
Quaternions- und Integrationsstufe (3), die die Werte  
des inertialen Sensors (8) und die Korrekturbewertun-  
gen des Kalman-Filters (7) empfängt, einer dieser  
nachgeschalteten Transformationsstufe (4) und einer  
dieser nachgeschalteten Eulerwinkel-Extraktionsstufe  
(5) besteht, die die Kurs- und Lagewinkel ausgibt.

10. Referenzsystem nach einem der vorstehenden An-  
sprüche, dadurch gekennzeichnet, daß der inertielle  
Sensor (8) ein faseroptischer Kreisel ist, dessen Meß-  
werte vor der Plattformrechnung von einer Fehlerkom-  
pensationseinrichtung (11, 12) fehlerkompensiert wer-  
den.

11. Referenzsystem nach einem der vorstehenden An-  
sprüche, dadurch gekennzeichnet, daß als Kurs- und  
Lagewinkel im Referenzsystem intern jeweils der Hän-  
gewinkel/Rollwinkel, der Längsneigungswinkel/Nick-  
winkel und der Steuerkurs berechenbar ist, und vom  
Referenzsystem der Lagewinkel und der Steuerkurs

ausgebbar sind.

Hierzu 2 Seite(n) Zeichnungen

5

10

15

20

25

30

35

40

45

50

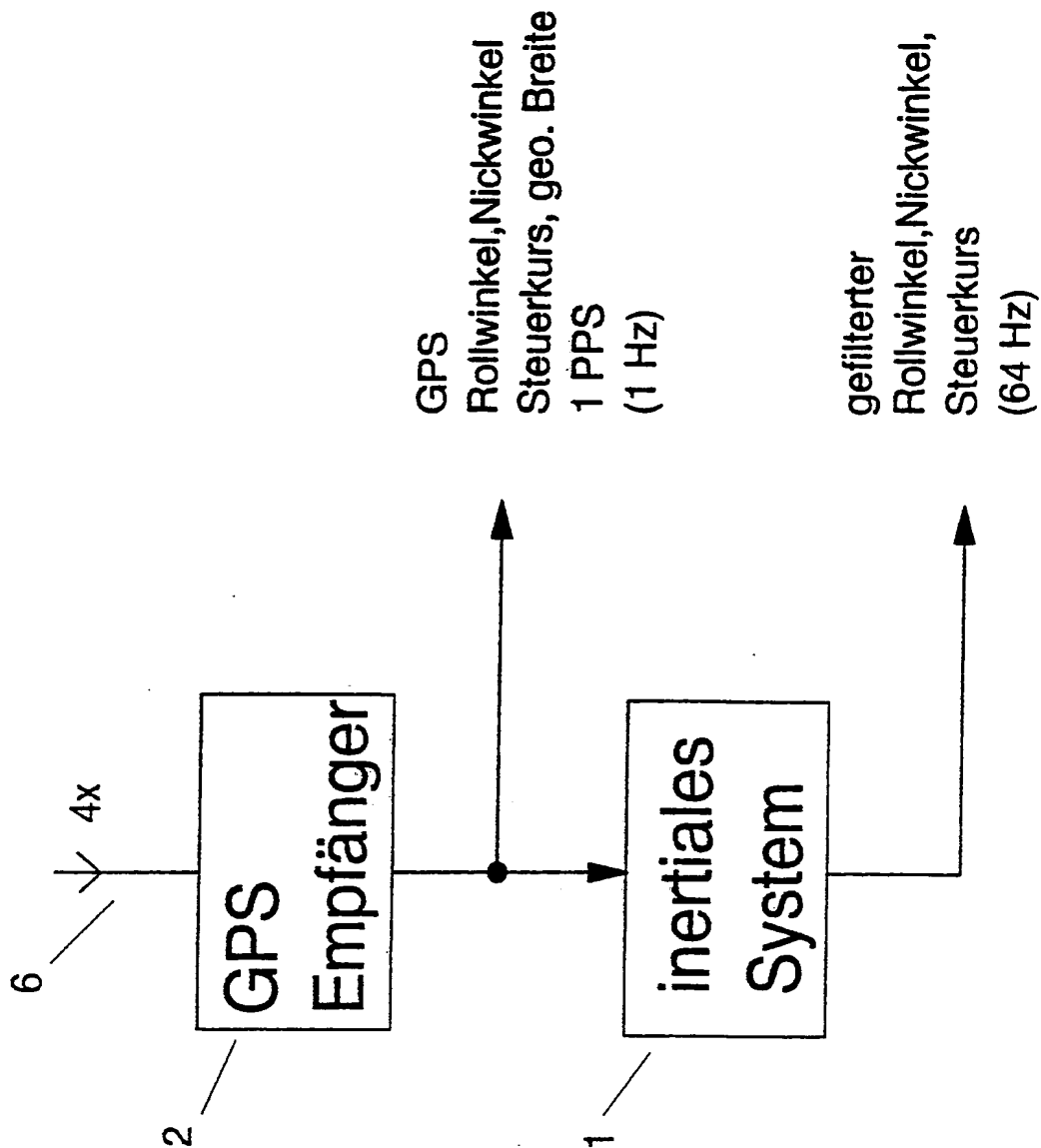
55

60

65

The diagram illustrates a navigation system architecture. At the top, a 'GPS Empfänger' (GPS Receiver) receives signals from an antenna (labeled '4x' and '6'). It outputs 'Rollwinkel' (Roll angle), 'Nickwinkel' (Pitch angle), and 'Steuerkurs' (Course of action). These outputs are fed into a 'GPS Gültigkeit' (GPS Validity) block, which also receives 'Gültigkeit' (Validity) input. The 'GPS Gültigkeit' block outputs 'Abschalt-Logik' (Switching Logic), which in turn outputs 'geo. Breite' (Geographic Latitude). The 'geo. Breite' signal is fed into the 'Erddrehen-berechnung' (Earth Rotation Calculation) block. The 'Erddrehen-berechnung' block also receives 'körperfeste Drehraten' (Body-fixed rotation rates) and outputs 'Plattform-korrekturen' (Platform corrections). The 'Plattform-korrekturen' are fed into the 'Quaternion Integration' block. The 'Quaternion Integration' block also receives 'Fehlerkompensation' (Error compensation) and outputs 'Transformation' (Transformation). The 'Transformation' block outputs 'Euler-Winkel Extraktion' (Euler angle extraction), which produces the final outputs: 'Rollwinkel Steuerkurs' (Roll angle course of action), 'Nickwinkel Steuerkurs' (Pitch angle course of action), and 'Lagewinkel Steuerkurs' (Heading angle course of action). The 'Euler-Winkel Extraktion' block also receives 'körperfeste Drehraten' and outputs 'Lagewinkel' (Heading angle). The 'Lagewinkel' is fed into the 'Euler-Winkel Extraktion' block. The 'Euler-Winkel Extraktion' block also receives 'Fehlerkompensation' and outputs 'Lagewinkel' (Heading angle). The 'Fehlerkompensation' block receives 'Faseroptische Kreisel' (Fiber-optic gyros) and 'Temperatur' (Temperature) inputs. It also receives 'Kalibrationskonstanten' (Calibration constants) and outputs 'Fehlerkompensation' (Error compensation). The 'Faseroptische Kreisel' and 'Temperatur' inputs are also fed into the 'Kalibrationskonstanten' block. The 'Kalibrationskonstanten' block outputs 'Kalibrationskonstanten' (Calibration constants) to the 'Fehlerkompensation' block. The 'Faseroptische Kreisel' and 'Temperatur' inputs are also fed into the 'Fehlerkompensation' block. The 'Faseroptische Kreisel' and 'Temperatur' inputs are also fed into the 'Fehlerkompensation' block.

Fig. 1



LITEF GmbH

196 51 543.2-52

Lörracher Str. 18  
D-79115 Freiburg

---

Inertial track/attitude reference with  
GPS track/attitude angle support

---

**THIS PAGE IS BLANK**



### Description

The invention relates to a reference system for track and attitude angles, comprising an inertial system, 5 which has an analytical platform, and a GPS receiver to support the inertial system. In this case, the term "analytical platform" primarily means strapdown systems (ST systems) in which, in contrast to a "mechanical platform", the mechanisms that exist there are modelled 10 by calculation in the system computer.

Reference systems which operate with a GPS receiver are able to determine the heading and the attitude angles of a vehicle or aircraft accurately, even during long 15 missions. However, a disadvantage here is that the GPS information may be temporarily corrupted or interrupted by multi-path effects as a result of a highly dynamic environment and, for example, interruptions of up to 8 minutes may occur.

20

In comparison with a GPS system, an inertial system determines the heading and the attitude angles very accurately, even in a highly dynamic environment, with a high data refresh rate. However, the long-term accuracy 25 is in this case limited because of instrument errors, as a result of which the inertial system can, as a rule, be used only for short missions. In order to improve the long-term accuracy, it is known for inertial systems to be supported by external measurements. Reference systems for track and attitude angles may be 30 supported, for example, by track and attitude angles which have been obtained by a magnetic field sensor and a level. However, there are disadvantages in this case, for example the dependency of the level on accelerations, and the inaccuracy resulting from this. 35

With regard to the problem resulting from this of accurately determining the heading and the attitude angles

**THIS PAGE IS BLANK**

without interruptions and with a high data refresh rate even during long missions, it is known for the inertial system to be supported (to be monitored) by a GPS receiver, the support being provided in this case by  
5 means of the GPS position and velocity. However, this combined system does not offer an optimum solution since the GPS position and velocity cannot be used directly to support the track and attitude angles in the inertial system. As a rule, the GPS data are in this  
10 case used to support a system model which is integrated in a Kalman filter, in which case the GPS data must be available over a relatively long time period. In addition, as well as the rotation rate sensors (gyros), these systems also require accelerometers.

15 The object of the invention is to specify a reference system for track and attitude angles which can determine the attitude angles and the heading of vehicles and aircraft accurately in the long term, without any  
20 interruptions and with a high data refresh rate.

The invention is based on the knowledge that, in principle, inertial systems are able to maintain track and attitude angles very accurately with a high data re-  
25 fresh rate for a limited time, and that special GPS receivers having a number of antennas are able to determine the track and attitude angles and to provide support for the inertial system.

30 The track and attitude angle reference system according to the invention, comprising an inertial system, which has an analytical platform, and a GPS receiver to support the inertial system is characterized according to the invention in that the track and attitude angles  
35 from the analytical platform of the inertial system are supported by track and attitude angles from the GPS receiver.

**THIS PAGE IS BLANK**

This solution results in a high-precision track/attitude reference which is independent of accelerations and provides the desired information continuously with a wide band width.

5

Advantageous refinements and developments of the reference system according to the invention are defined in the dependent claims.

10 Furthermore, the track and attitude angles from the inertial system and from the GPS receiver are, according to the invention, combined by a Kalman filter in the inertial system, which results in an optimally filtered heading and an optimally filtered flight attitude being  
15 obtained.

The invention and advantageous details are explained in more detail in the following text using a general embodiment and with reference to the drawings, in  
20 which:

**Fig. 1** shows the block diagram of the basic design of a reference system according to the invention; and

25 **Fig. 2** shows an outline circuit diagram, corresponding to Fig. 1, of the reference system according to the invention.

Fig.1 shows the major components of the reference system according to the invention, in two circuit blocks. The filtered flight attitude and the filtered heading are output by the inertial system 1 at a clock rate of 64 Hz. In order to support the inertial system, the GPS receiver 2, which has four antennas 6, applies the bank angle/roll angle, the longitudinal inclination angle/pitch angle, the heading and the geographic latitude to the inertial system. These values are transmitted from the GPS receiver 2 to the inertial system 1 at  
30  
35

**THIS PAGE IS BLANK**

a clock rate of 1 Hz. The geographic latitude is used by the inertial system 1 to calculate and compensate for the earth rotation rate. The GPS-PPS time pulse is used for synchronization of GPS and inertial data, that  
5 is to say only simultaneous inertial and GPS data associated with the PPS time pulse are associated with one another.

The age of the data relating to the last PPS time pulse  
10 is output at the same time as the filtered inertial data.

The support from a magnetic field sensor and a level, which is used in conventional inertial systems, can be  
15 used as a reversionary solution if the GPS receiver 2 fails.

Fig. 2 shows the outline circuit diagram of the reference system according to the invention. The inertial  
20 system 1 is formed by a fiberoptic gyro 8 (FOG) as the inertial sensor, the error compensation unit 11 and a memory 12 for calibration constants for error compensation, as well as a computation unit for platform calculation in the inertial system, which is designed as an  
25 analytical platform. The computer unit is composed of a quaternion and integration stage 3, which receives the error-compensated values from the FOG 8, a transformation stage 4, which is connected downstream from said quaternion and integration stage 3, and an Euler  
30 angle extraction stage 5, which is connected downstream from said transformation stage 4 and outputs the track and attitude angles.

Firstly, the calculated track and attitude angles are  
35 output as the heading and attitude angles from the inertial system, at a clock rate of 64 Hz. Secondly, the bank angle/roll angle, the longitudinal inclination angle/pitch angle and the heading are applied to a Kalman

**THIS PAGE IS BLANK**



filter 7, which uses them to produce correction assessments for the quaternion and integration stage 3. In order to support the inertial system, the GPS receiver 2, which is equipped with four antennas 6, likewise  
5 supplies a bank angle/roll angle, a longitudinal inclination angle/pitch angle and a heading to the Kalman filter 7. These values provided by the GPS receiver 2 influence the correction assessments for the quaternion and integration stage 3 and thus the heading output by  
10 the inertial system and the output flight attitude.

The GPS receiver 2 furthermore supplies validity values to a switch-off logic 9. If it is found by the GPS receiver 2 that valid data are not being output or the  
15 data stream is interrupted, then the GPS receiver 2 applies confidence values to the switch-off logic 9, such that it interrupts these data applied to the Kalman filter 8. The bank angle/roll angle longitudinal inclination angle/pitch angle and heading values are each  
20 subtracted from the corresponding values produced by an Euler angle extraction stage 5, and the differences are respectively applied or not applied to a separate filter stage in the Kalman filter 7 for each difference. The GPS receiver 2 provides the geographic latitude  
25 which a calculation unit 10 for the earth rotation uses to form a further correction value for the quaternion and integration stage 3.

**THIS PAGE IS BLANK**

## Patent Claims

1. Reference system for track and attitude angles, comprising an inertial system (1) having an analytical platform and a GPS receiver (2) to support the inertial system (1), **characterized in that** the track and attitude angles of the analytical platform of the inertial system (1) are supported by track and attitude angles from the GPS receiver (2).
2. Reference system according to Claim 1, **characterized in that** the GPS receiver (2) determines the track and attitude angles from the signals received by a number of antennas (6).
3. Reference system according to Claim 2, **characterized in that** the GPS receiver (2) is connected to four antennas (6).
4. Reference system according to one of the preceding claims, **characterized in that** a magnetic field sensor and a level are provided as an auxiliary system for the GPS receiver (2).
5. Reference system according to one of the preceding claims, **characterized in that** the GPS receiver (2) provides the track and attitude angles, the geographical latitude and confidence values to the inertial system (1).
6. Reference system according to one of the preceding claims, **characterized in that** the inertial system (1) has a Kalman filter (7) which uses the track and attitude angles obtained by an inertial sensor (8) via the analytical platform to supply correction assessments for platform calculation, by which means new track and attitude angles are in turn calculated, via the ana-

**THIS PAGE IS BLANK**

lytical platform, using new values supplied by the inertial sensor (8).

7. Reference system according to Claim 6, **characterized in that** the track and attitude angles provided for support to the inertial system (1) by the GPS receiver (2) can be input to the inertial system (1) via the Kalman filter (7).

8. Reference system according to Claims 6 or 7, **characterized in that** the track and attitude angles provided via the GPS receiver (2) are subtracted from the track and attitude angles obtained from the inertial system (1), and the Kalman filter (7) uses these differences to form the correction assessments for platform calculation.

9. Reference system according to Claim 8 in conjunction with Claim 5, **characterized in that** switch-off logic (9) uses the validity values provided by the GPS receiver (2) to decide whether the differences formed are applied to the Kalman filter (7).

10. Reference system according to one of the preceding Claims 6 to 9, **characterized in that** the geographical latitude provided via the GPS receiver (2) is passed to a calculation apparatus (10) for earth rotation, which provides a further correction assessment for platform calculation.

11. Reference system according to one of the preceding Claims 6 to 10, **characterized in that** a computer unit (3, 4, 5) in the analytical platform comprises a quaternion and integration stage (3), which receives the values from the inertial sensor (8) and the correction assessments from the Kalman filter (7), a transformation stage (4), which is connected downstream from the quaternion and integration stage (3), and an

**THIS PAGE IS BLANK**

Euler angle extraction stage (5), which is connected downstream from the transformation stage (4) and outputs the track and attitude angles.

- 5 12. Reference system according to one of the preceding Claims 6 to 11, **characterized in that** the inertial sensor (8) is a fibreoptic gyro, whose measurement errors are compensated for, before the platform calculation, by an error compensation device (11, 12).

10

13. Reference system according to one of the preceding claims, **characterized in that** the bank angle/roll angle, the longitudinal inclination angle/pitch angle and the heading are all calculated internally in the reference system as track and attitude angles, and the attitude angle and heading are output by the reference system.
- 15

**THIS PAGE IS BLANK**



**Abstract****Inertial track/attitude reference with GPS  
track/attitude angle support**

5

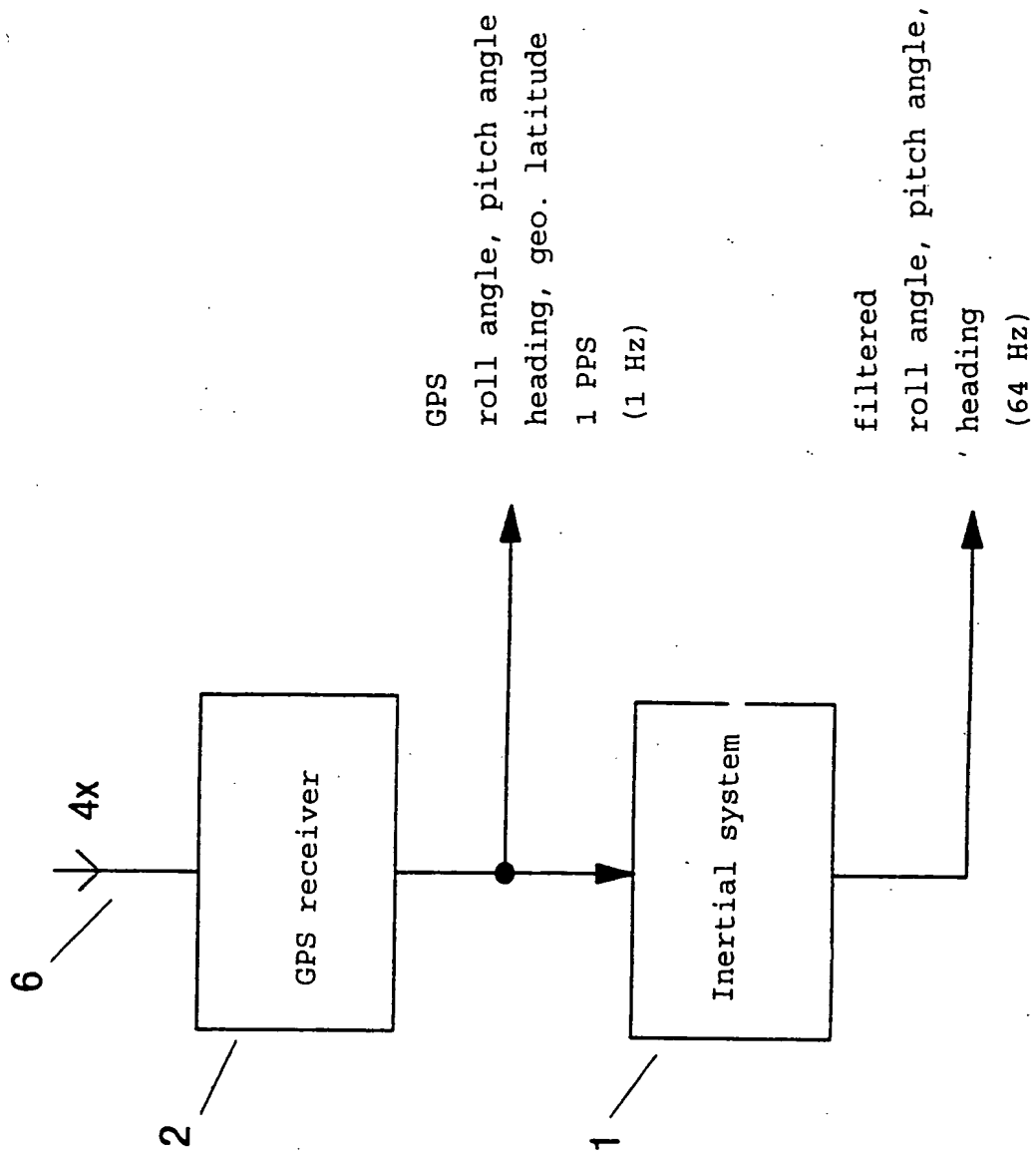
The reference system for track and attitude angles comprises an inertial system (1) having an analytical platform and a GPS receiver (2) to support the inertial system (1). The track and attitude angles from the analytical platform of the inertial system (1) are supported by track and attitude angles from the GPS receiver (2).

10

(Fig. 1)

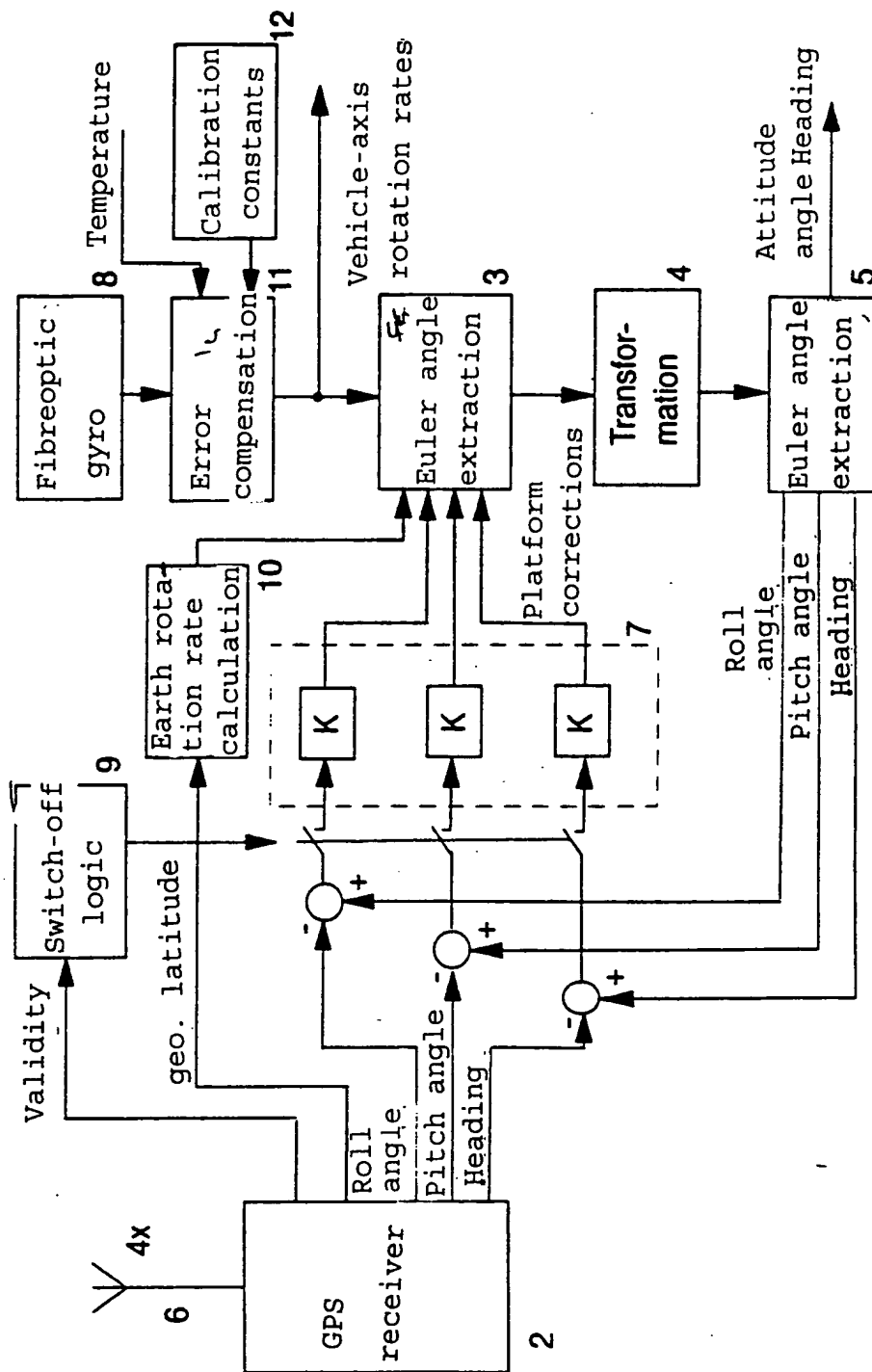
**THIS PAGE IS BLANK**

Fig. 1



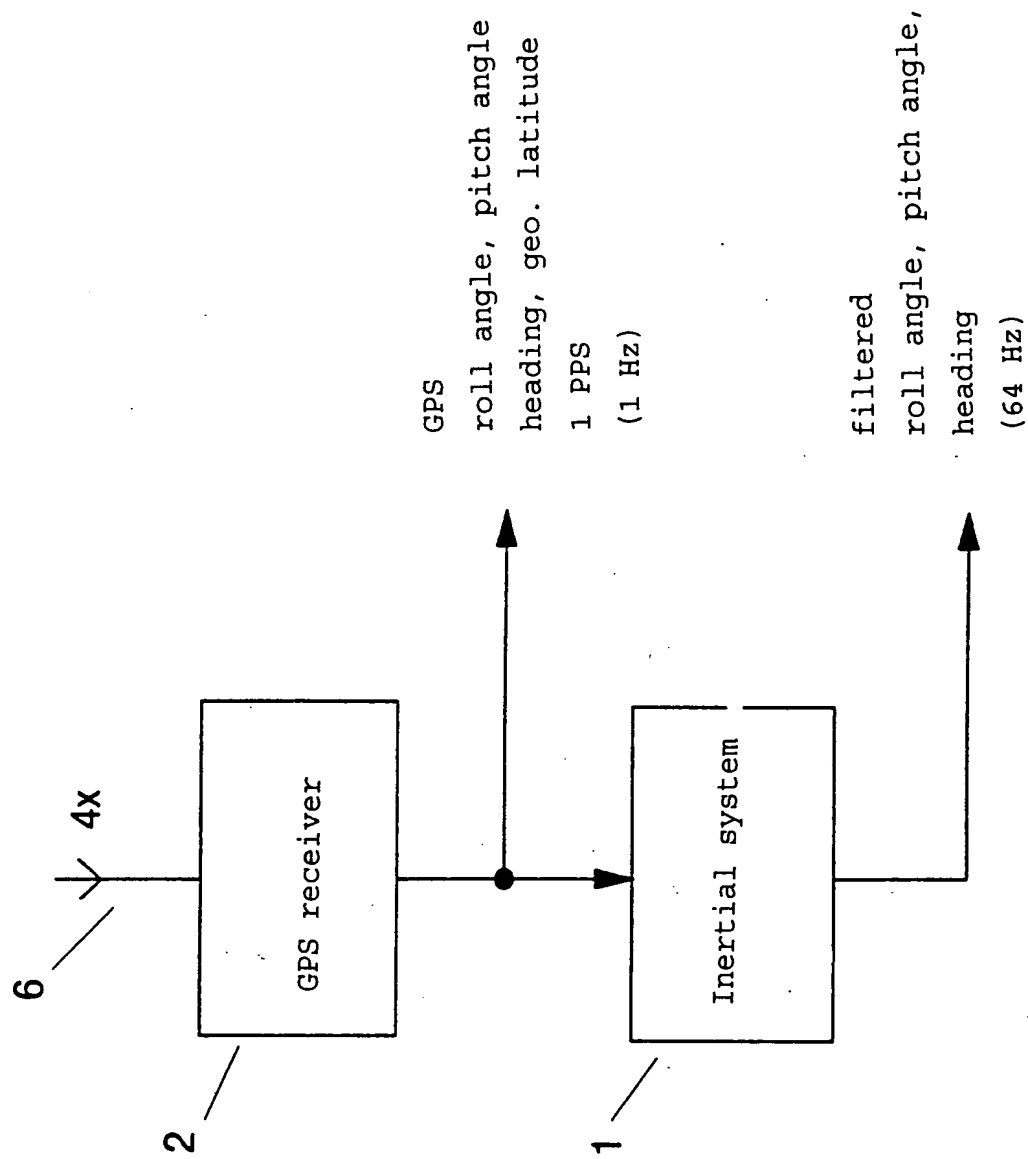
**THIS PAGE IS BLANK**

Fig. 2



**THIS PAGE IS BLANK**

Figure for the abstract



**THIS PAGE IS BLANK**